

Docket No. 219653US3

IN THE UNITED STATES PATENT AND TRADEMARK OFFICE

IN RE APPLICATION OF: Kouichi AKAGI, et al.

GAU:

SERIAL NO: NEW APPLICATION

EXAMINER:

FILED: HEREWITH

FOR: PILOT NOZZLE FOR A GAS TURBINE COMBUSTOR AND SUPPLY PATH CONVERTER

REQUEST FOR PRIORITY

ASSISTANT COMMISSIONER FOR PATENTS  
WASHINGTON, D.C. 20231

SIR:

- ☐ Full benefit of the filing date of U.S. Application Serial Number , filed , is claimed pursuant to the provisions of 35 U.S.C. §120.
- ☐ Full benefit of the filing date of U.S. Provisional Application Serial Number , filed , is claimed pursuant to the provisions of 35 U.S.C. §119(e).
- ☒ Applicants claim any right to priority from any earlier filed applications to which they may be entitled pursuant to the provisions of 35 U.S.C. §119, as noted below.

In the matter of the above-identified application for patent, notice is hereby given that the applicants claim as priority:


<u>COUNTRY</u>	<u>APPLICATION NUMBER</u>	<u>MONTH/DAY/YEAR</u>
Japan	2001-163489	May 30, 2001

Certified copies of the corresponding Convention Application(s)

- ☒ are submitted herewith
- ☐ will be submitted prior to payment of the Final Fee
- ☐ were filed in prior application Serial No. filed
- ☐ were submitted to the International Bureau in PCT Application Number  
Receipt of the certified copies by the International Bureau in a timely manner under PCT Rule 17.1(a) has been acknowledged as evidenced by the attached PCT/IB/304.
- ☐ (A) Application Serial No.(s) were filed in prior application Serial No. filed ; and
- ☐ (B) Application Serial No.(s)
- ☐ are submitted herewith
- ☐ will be submitted prior to payment of the Final Fee

Respectfully Submitted,

OBLON, SPIVAK, McCLELLAND,  
MAIER & NEUSTADT, P.C.

  
C. Irvin McClelland  
Registration No. 21,124



22850

Tel. (703) 413-3000  
Fax. (703) 413-2220  
(OSMMN 10/98)

日 本 国 特 許 庁  
JAPAN PATENT OFFICE



別紙添付の書類に記載されている事項は下記の出願書類に記載されている事項と同一であることを証明する。

This is to certify that the annexed is a true copy of the following application as filed with this Office

出 願 年 月 日

Date of Application:

2001年 5月30日

出 願 番 号

Application Number:

特願2001-163489

出 願 人

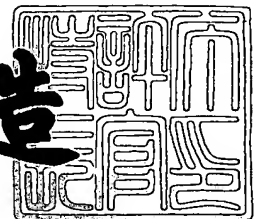
Applicant(s):

三菱重工業株式会社

2001年10月26日

特許庁長官  
Commissioner,  
Japan Patent Office

及 川 耕 造



出証番号 出証特2001-3093765

【書類名】 特許願

【整理番号】 200101290

【提出日】 平成13年 5月30日

【あて先】 特許庁長官殿

【国際特許分類】 F23D 17/00

【発明者】

    【住所又は居所】 兵庫県高砂市荒井町新浜2丁目1番1号 三菱重工業株式会社 高砂製作所内

    【氏名】 赤城 弘一

【発明者】

    【住所又は居所】 兵庫県高砂市荒井町新浜二丁目8番19号 高菱エンジニアリング株式会社内

    【氏名】 一柳 卓

【発明者】

    【住所又は居所】 兵庫県高砂市荒井町新浜二丁目8番19号 高菱エンジニアリング株式会社内

    【氏名】 松井 一浩

【特許出願人】

    【識別番号】 000006208

    【氏名又は名称】 三菱重工業株式会社

【代理人】

    【識別番号】 100089118

    【弁理士】

    【氏名又は名称】 酒井 宏明

【選任した代理人】

    【識別番号】 100110560

    【弁理士】

    【氏名又は名称】 松下 恵三

【手数料の表示】

【予納台帳番号】 036711

【納付金額】 21,000円

【提出物件の目録】

【物件名】 明細書 1

【物件名】 図面 1

【物件名】 要約書 1

【包括委任状番号】 9902892

【プルーフの要否】 要

【書類名】 明細書

【発明の名称】 ガスタービン燃焼器のパイロットノズルおよび供給路変換器

【特許請求の範囲】

【請求項 1】 パイロットノズルの軸方向に設けられる筒体に油燃料供給管を通すと共に当該油燃料供給管と筒体の間に遮熱空気層を形成し、複数のアトマイズ流体供給路を前記筒体の周方向に設けたことを特徴とするガスタービン燃焼器のパイロットノズル。

【請求項 2】 パイロットノズルの軸方向に設けられる筒体に油燃料供給管を通すと共に当該油燃料供給管と筒体の間に遮熱空気層を形成し、複数のアトマイズ流体供給路およびガス燃料供給路を前記筒体の周方向に設けたことを特徴とするガスタービン燃焼器のパイロットノズル。

【請求項 3】 前記ガス燃料供給路および前記アトマイズ流体供給路は、それぞれ周方向に交互に均等配設され、パイロットノズルの先端部近傍は円筒を同心円状に多層重ねた構造であり、前記ガス燃料供給路および前記アトマイズ流体供給路をそれぞれ別の円筒間流路に繋げる分配部を設けたことを特徴とする請求項 2 に記載のガスタービン燃焼器のパイロットノズル。

【請求項 4】 前記油燃料供給管は、先端から一定距離にある部分を前記筒体に固着すると共に、油燃料が供給される後端部を軸方向に拘束しない構造で保持することを特徴とする請求項 1 ～ 3 のいずれかに記載のガスタービン燃焼器のパイロットノズル。

【請求項 5】 前記分配部は、

筒状空間の内側に配設され、内部が空洞である筒状構造物であって、一端の端面中央部に孔 A を穿設すると共に、同端面の孔 A の径方向外側に前記筒状構造物の内部に通じる孔 B および前記筒状構造物の外部に通じる流通路 C を形成し、孔 A には径をほぼ同一とした前記油燃料供給管を通し、孔 B は前記アトマイズ流体供給路を継ぎ、流通路 C は前記ガス燃料供給路に継いだ構造であることを特徴とする請求項 3 または 4 に記載のガスタービン燃焼器のパイロットノズル。

【請求項 6】 筒状空間の内側に配設され、内部が空洞である筒状構造物であって、一端の端面中央部に孔 A を穿設すると共に、同端面の孔 A の径方向外側

に前記筒状構造物の内部に通じる孔Bおよび前記筒状構造物の外部に通じる流通路Cを形成し、孔Aには径をほぼ同一とした管を通し、孔Bおよび前記流通路Cには、それぞれ同端面の周方向に配設した供給路を接続することを特徴とする供給路変換器。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】

この発明は、ガスタービン燃焼器のパイロットノズルおよび供給路変換器に関し、更に詳しくは、外部の高温空気からの伝熱に対する対策を施した内部構造を有するパイロットノズルおよび供給路変換器に関する。

【0002】

【従来の技術】

図11は、従来のガスタービン燃焼器のパイロットノズルを示す構成図である。ガスタービンにおける燃焼器は、圧縮機からの高温圧縮空気に燃料を混ぜ、燃焼させる部分である。この燃焼器の内筒内には、主な燃焼を司るメインノズル（図示省略）と、その近傍で種火となる火炎を維持するパイロットノズル30が配設される。

【0003】

パイロットノズル30には、後端部31から油燃料やガス燃料といったパイロット燃料が供給される。供給されるパイロット燃料のうち、油燃料は、軸心部に沿って設けられる遮熱空気層32の中心を軸方向に貫くように配設される油燃料供給管33を通り、先端ノズル34から噴射される。また、パイロットノズル内部には、燃料の噴射を拡散させるためのアトマイズ流体を供給して先端から噴射させる構造をも有する。

【0004】

図12は、図11のノズル先端部を示す断面図である。パイロットノズル30は、同心円状の多層構造を有する。すなわち、内側から、油燃料供給管33、遮熱空気層32、内側円筒35、アトマイズ流体供給流路36、および外側円筒37が同心円状に組み合わされる。また、パイロット燃料として油燃料とガス燃料

とを切り替え或いは併用する、いわゆるデュアル燃料方式のパイロットノズルでは、上記外側円筒 3 7 の更に外側にガス供給管 3 8 が上記油燃料供給管 3 3 と同心円状に組み合わされ、外装円筒 3 9 で封じられる三層構造となっていた。

## 【 0 0 0 5 】

## 【発明が解決しようとする課題】

上述したように、パイロットノズル 3 0 は高温圧縮空気に晒され、外側表面からの熱伝達を受けるものであるが、その一方でパイロットノズル軸心部の油燃料供給管内を流れる油燃料は、当該空気温度よりも温度が低いため、この温度差に比例してパイロットノズルの外側円筒等と油燃料供給管との間に熱伸び差が生じてしまう。このため、前記熱伸び差が大きいと、先端の噴射ノズル位置が変化し、噴射される燃料の拡散状態にも悪影響を及ぼすという問題点があった。

## 【 0 0 0 6 】

また、ガス燃料を使用しないときには、パイロットノズル外部の高温圧縮空気からの伝熱が軸心部の油燃料に特に大きく影響し、温度上昇によるコーキング現象が起こり、油燃料のスムーズな供給を妨げるばかりか、ひどい場合は使用不可能になってしまうという問題点があった。

## 【 0 0 0 7 】

そこで、この発明は、上記に鑑みてなされたものであって、パイロットノズルの遮熱効果を向上させるガスタービン燃焼器のパイロットノズルを提供することを第一の目的とする。また、熱伸びによる悪影響を防止できるガスタービン燃焼器のパイロットノズルおよび、それに利用する供給路変換器を提供することを目的とする。

## 【 0 0 0 8 】

## 【課題を解決するための手段】

上述の目的を達成するために、請求項 1 にかかるガスタービン燃焼器のパイロットノズルは、パイロットノズルの軸方向に設けられる筒体に油燃料供給管を通すと共に当該油燃料供給管と筒体の間に遮熱空気層を形成し、複数のアトマイズ流体供給路を前記筒体の周方向に設けるようにしたものである。

## 【 0 0 0 9 】

この発明では、複数のアトマイズ流体供給路を前記筒体の周方向に設けることにより、いわゆる単一燃料方式のパイロットノズルを構成する。このような構成にすれば、円筒を同心円状に多層重ねて流路を確保する構造の場合に比べ、遮熱空気層を径方向に大きく採ることができる。これにより、パイロットノズル外部の高温空気による油燃料の温度上昇を抑制することができる。

## 【 0 0 1 0 】

また、請求項 2 にかかるガスタービン燃焼器のパイロットノズルは、パイロットノズルの軸方向に設けられる筒体に油燃料供給管を通すと共に当該油燃料供給管と筒体の間に遮熱空気層を形成し、複数のアトマイズ流体供給路およびガス燃料供給路を前記筒体の周方向に設けるようにしたものである。

## 【 0 0 1 1 】

この発明では、アトマイズ流体供給路とガス供給路とを筒体の周方向に複数有するようにしたので、油燃料とガス燃料を切り替え、または併用するいわゆるデュアル燃料方式のパイロットノズルを構成する。この場合においても、円筒を同心円状に多層重ねて流路を確保する構造の場合に比して遮熱空気層を径方向に大きく採ることができる。これにより、パイロットノズル外部の高温空気による油燃料の温度上昇を減少させる。なお、ガス燃料供給路は、筒体の縁部に設ける溝にしてもよい。

## 【 0 0 1 2 】

また、請求項 3 にかかるガスタービン燃焼器のパイロットノズルは、上記ガスタービン燃焼器のパイロットノズルにおいて、前記ガス燃料供給路および前記アトマイズ流体供給路が、それぞれ周方向に交互に均等配設され、パイロットノズルの先端部近傍は円筒を同心円状に多層重ねた構造であり、前記ガス燃料供給路および前記アトマイズ流体供給路をそれぞれ別の円筒間（環状）流路に繋げる分配部を設けたものである。

## 【 0 0 1 3 】

ガス燃料供給路とアトマイズ空気供給路は、それぞれ周方向に交互に均等配設されるので、分配部にて流れを変えても前記円筒間流路での流れが偏りにくく、燃料の噴射と拡散が均等に行われる。このため、パイロットノズルからの燃料噴



射とそれによる火炎が偏ることなく安定する。

【 0 0 1 4 】

また、請求項 4 にかかるガスタービン燃焼器のパイロットノズルは、上記ガスタービン燃焼器のパイロットノズルにおいて、前記油燃料供給管の先端から一定距離にある部分を前記筒体に固着すると共に、油燃料が供給される後端部を軸方向に拘束しない構造で保持するようにしたものである。

【 0 0 1 5 】

ガスタービン運転中における筒体と油燃料供給管との温度差により両者に熱伸び差が生じ、その伸びの差は、先端から一定距離にある部分を前記筒体に固定しているため、殆どが油燃料供給管の後端部に現れる。油燃料供給管の後端部は、軸方向に拘束されない構造で保持されるから、上記熱伸び差は当該構造によって吸収される。これにより、パイロットノズルの先端ノズルや各溶接部位に、熱伸びの差に起因する応力が発生しにくくなる。なお、軸方向に拘束されない構造はプランマブロックのような単純な支持台でもよいし、軸方向にスライド溝を刻んだ台座を利用するものでもよい。さらに、フレキを利用したものでもよいし、配管形状で逃げをつくりだすものでもよい。

【 0 0 1 6 】

また、請求項 5 にかかるガスタービン燃焼器のパイロットノズルは、上記ガスタービン燃焼器のパイロットノズルにおいて、前記分配部を、筒状空間の内側に配設され、内部が空洞である筒状構造物であって、一端の端面中央部に孔 A を穿設すると共に、同端面の孔 A の径方向外側に前記筒状構造物の内部に通じる孔 B および前記筒状構造物の外部に通じる流通路 C を形成し、孔 A には径をほぼ同一とした前記油燃料供給管を通し、孔 B は前記アトマイズ流体供給路を継ぎ、流通路 C は前記ガス燃料供給路に継いだ構造としたものである。

【 0 0 1 7 】

分配部は筒状構造物であり、孔 A には径をほぼ同一とした油燃料供給管を通すので当該筒状構造物の内部であって油燃料供給管の外部には環状の空間ができる。そして、周方向に配設されたアトマイズ流体供給路を流れるアトマイズ流体が孔 B から入ると、筒状構造物の内部に流れ込み、上記環状空間を流れるようにな

る。

【 0 0 1 8 】

また、ガス燃料供給路からのガス燃料が流通路Cから入ると、上記筒状構造物の外部に流れる。上記筒状構造物は筒状空間の内側に配設されるので、結局、ガス燃料は、当該筒状構造物の側部外部であって、筒状空間の内部を環状に流れる。なお、流通路Cは、孔にしてもよいし、縁部から形成される溝にしてもよい。

【 0 0 1 9 】

また、請求項6にかかる供給路変換器は、筒状空間の内側に配設され、内部が空洞である筒状構造物であって、一端の端面中央部に孔Aを穿設すると共に、同端面の孔Aの径方向外側に前記筒状構造物の内部に通じる孔Bおよび前記筒状構造物の外部に通じる流通路Cを形成し、孔Aには径をほぼ同一とした管を通し、孔Bおよび前記流通路Cには、それぞれ同端面の周方向に配設した供給路を接続したものである。

【 0 0 2 0 】

孔Aには径をほぼ同一とした管を通すので、筒状構造物の内部であって管の外部には環状の空間ができる。そして、周方向に配設された供給路（例えばアトマイズ流体供給路）を流れる流体が孔Bから入ると、筒状構造物の内部に流れ込み、上記環状空間を流れるようになる。

【 0 0 2 1 】

また、別の供給路（例えばガス燃料供給路）からの流体が流通路Cから入ると、上記筒状構造物の外部に流れる。上記筒状構造物は筒状空間の内側に配設されるので、結局、上記流体は、当該筒状構造物の側部外側であって、筒状空間の内側を環状に流れる。なお、流通路Cは、孔にしてもよいし、縁部から形成される溝にしてもよい。

【 0 0 2 2 】

このように、この発明にかかる供給路変換器は、周方向に複数配設される形態の供給路を当該変換器の内部と外部とに分配する。なお、孔Aを穿設等する端面外郭の大きさを、他端の外郭のよりも大きくし、その間の外郭を滑らかに変化させると、供給路から流れ込む流体をスムーズに分配することができるので設計上

好ましい。

【 0 0 2 3 】

【発明の実施の形態】

以下、この発明につき図面を参照しつつ詳細に説明する。なお、この実施の形態によりこの発明が限定されるものではない。

【 0 0 2 4 】

図 1 は、この実施の形態にかかるガスタービン燃焼器のパイロットノズルを示す構成図である。パイロットノズル 1 は、燃焼器の内筒内に配設される。一般的に、パイロットノズル 1 の近傍には、周囲を囲むようにメインノズル 2 が複数設けられる。ここで便宜上、筒体 7 の端部 7 a を境としてパイロットノズルの先端側と後端側（燃料供給口側）とに区画して説明すると、まず後端側は軸中心に油燃料供給管 6 が配設され、その周囲に筐体 7 によってスペーサ（図示省略）を介して遮熱空気層 3 が形成される。

【 0 0 2 5 】

筐体 7 の外周表面には軸中心と平行して一方の縁から独立した溝部 1 2 または 1 3 が複数条形成され、外側から外板 1 4 によって被蓋してそれぞれ流路を形成する。これらの流路は、一方は、アトマイズ流体供給路 1 2 とし、また他方はガス燃料供給路 1 3 として使用する。このようにアトマイズ流体供給路 1 2 とガス燃料供給路 1 3 とは同一周囲に設けられる。パイロットノズル 1 の後端部には、油燃料供給源、アトマイズ流体供給源、およびデュアル燃料方式の場合は、ガス供給源からそれぞれの流体が供給される配管 8, 9, 1 0 が接続される。

【 0 0 2 6 】

油燃料供給管 6 の最後端部 4 は、プランマブロック 1 1 で保持され、軸方向に拘束されない構造になっている。この場合、油燃料供給管 6 の側面には、軸方向に形成されたスライド溝を有するようにしてもよいし、溝を形成せずに円筒のままでもよい。これにより、油燃料供給管 6 の最後端部は、軸方向に自由度を有し、スライド可能となる。したがって、油燃料供給管 6 が熱伸び（縮み）によって軸方向にずれても配管溶接部の損傷や噴射ノズル 5 の位置に与える影響をなくすることができる。

## 【 0 0 2 7 】

図 2 は、油燃料供給管の熱伸びを吸収する構造の例を示す外観構成図である。  
(a) は、油燃料供給管 6 の後方延長部にフレキを有するようにした構造であり、  
(b) は、(a) と同様にフレキを有しつつ管を折り曲げた構造である。油燃料供給管 6 の最後端部を同図 (a) または (b) のようにすれば、油燃料供給管 6 が熱伸びによって、後方に伸びた場合でもフレキ部分はその伸びを吸収し、管の燃料供給機能を害することなく、配管することができる。これによって、油燃料供給管 6 自体の熱伸びや、筒体 7 または外板 1 4 と油燃料供給管 6 との熱伸び差が噴射ノズル 5 の位置に与える影響をなくすることができる。

## 【 0 0 2 8 】

図 3 は、油燃料供給管の形状で熱伸びを吸収する構造の例を示す外観構成図である。(a) は、部分的に円弧形状を利用した構造を示し、(b) は、U 字形状を利用した構造を示す。油燃料供給管 6 は、同図に示すような構造としても、管の曲がった形状および弾性変形で熱伸びを吸収することができる。

## 【 0 0 2 9 】

図 4 も、熱伸びを吸収する構造の例を示す外観構成図である。(a) は、分割した油燃料供給管の一方をシール材 S でシールしつつ移動可能とした構造であり、(b) は、冷却水や冷却空気を管周り全体に送り入れ／送り出しする構造であり、(c) は、冷却水や冷却空気を通した細い管を油燃料供給管周りに張り巡らした構造である。同図 (a) では、油燃料供給管 6 が熱伸びによって軸方向に伸びても、分割された管と管の間に設けられた空間で、当該伸びに対する逃げを確保でき、シール材によって油燃料が漏れることもない。

## 【 0 0 3 0 】

また、同図 (b) と (c) は、伸びを積極的に冷却水や冷却空気その他の冷却流体で冷やして伸びを縮める構造である。これらによっても、油燃料供給管 6 自体の熱伸びや、筒体 7 または外板 1 4 と油燃料供給管 6 との熱伸び差が噴射ノズル 5 の位置に与える影響をなくすることができる。

## 【 0 0 3 1 】

図 1 に戻って、パイロットノズル 1 の外部は高温圧縮空気に晒される。油燃料

供給管 6 を流れる油燃料の温度は、外部空気よりも低いので、油燃料供給管 6 は筒体 7 に対して相対的に縮むことになる。この相対的な縮みは、伝熱面積に比例するので、上記筒体端部 7 a をパイロットノズル 1 のできるだけ前方に配設すれば、ほとんどの縮みが当該筒体端部 7 a よりも後部の縮みとなって現れる。したがって、上記熱伸び（縮み）吸収構造によって、当該縮みを逃がしてやれば、パイロットノズル 1 先端の噴射ノズル位置に何ら影響を与えなくなる。

## 【 0 0 3 2 】

図 5 は、図 1 のパイロットノズル先端部を示す拡大断面図である。なお、同図は軸心で直角に屈折する L 字型の面で切ったときの断面図を示している。上述したように筒体 7 の後部は、油燃料供給管 6 を中心として、径方向外側に遮熱空気層 3、筒体 7、アトマイズ流体供給路 1 2 またはガス燃料供給路 1 3、そして外板 1 4 の順に配設される。

## 【 0 0 3 3 】

パイロットノズルの先端側は、中心部に燃料供給路 1 6 を設けた基幹筒状体 1 8 を設置してその筒状体内部には、環状の円筒間流路 1 7 を設けて、ここにアトマイズ流体を流す。また、基幹筒状体の周囲に外側円筒体 1 9 を取り付け、その間隔の空間である環状円筒間流路 2 0 にガス燃料を流す。また、パイロットノズル先端側と後端側とは供給路変換器 1 5 によって連結され、スムーズに後端部から先端側に流体を供給する。

## 【 0 0 3 4 】

図 6 は、図 5 の A - A 断面図である。同図に示すように、パイロットノズル 1 の筒体端部よりも後部においては、軸心に沿って設けられる遮熱空気層 3 の中心に油燃料供給管 6 が配設される。なお、油燃料供給管 6 は、いくつかの箇所にスパーサが付設されて遮熱空気層 3 の中心に位置する。遮熱空気層 3 の外側を囲む筒体 7 の周方向には、アトマイズ流体供給路 1 2 が複数（図の場合は 2 カ所）独立して配設される。また、パイロットノズルがデュアル燃料方式の場合は、上記アトマイズ流体供給路 1 2 と同様にガス燃料供給路 1 3 が筒体 7 の周方向に独立して配設される。すなわち、同図は、それぞれ一対のアトマイズ流体供給路 1 2 とガス燃料供給路 1 3 とが対向して設けられた例を示している。

## 【 0 0 3 5 】

上記アトマイズ流体供給路 1 2 やガス燃料供給路 1 3 は、筒体 7 の縁から溝を形成して設けられる。当該溝は、外側から外板 1 4 で塞がれる。このような構造により、従来のように円筒を重ね合わせて流路を確保する構造よりも遮熱空気層 3 を径方向に最大限に大きく採ることができる。また、アトマイズ流体供給路 1 2 とガス供給路 1 3 は交互に均等配置されるので、アトマイズ流体とガスが、筒体端部よりも前で環状の円筒間流路を流れることになっても、余計な偏りがなく、それによって先端ノズルからの噴射も安定する。

## 【 0 0 3 6 】

図 7 は、A - A 断面における供給路の変形例を示す断面図である。図 6 に示したアトマイズ流体供給路 1 2 は、溝を外板 1 4 で塞いで形成していたが、この変形例では、当該溝を含めて筒体 7 の外周を管状部材 2 3 で囲む構成にした。このような構成にしても、アトマイズ流体供給路 1 2 やガス燃料供給路 1 3 をそれぞれ周方向に配設することができる。なお、溝の断面形状は、図 6 のような四角形状でもよく、図 7 のように溝底が円形に沿って幅広で深さが浅い形状あるいは、丸形状でもよい。このようにすると構造がシンプルとなり、メンテナンスも容易となる。

## 【 0 0 3 7 】

図 8 は、A - A 断面における供給路の変形例を示す断面図である。この構成では、筒体 7 と管状部材 2 4 との間にできる空間にスペーサ S を固定することによって、アトマイズ流体供給路 1 2 とガス燃料供給路 1 3 を形成する。このような構成にしても、アトマイズ流体供給路 1 2 とガス燃料供給路 1 3 をそれぞれ周方向に配設することができる点は、図 6 または図 7 の場合と同様である。このようにアトマイズ流体供給路 1 2 等を溝加工にすると、従来のように手間のかかる長穴加工や溶接組み立てをせずに当該供給路を構成することができ、加工費も従来に比べて安価となる。

## 【 0 0 3 8 】

図 9 は、供給路変換器を示す正面図および横断面図である。供給路変換器 1 5 は、内部が空洞である筒状構造物であって、一端の端面中央部に孔 A が穿設され

る。同端面の前記孔 A の径方向外側には、前記筒状構造物の内部に通じる孔 B および前記構造物の外部に通じる流通路 C が形成される。前記孔 A には径をほぼ同一とした油燃料供給管 6 を通し、前記孔 B および前記流通路 C には、それぞれ同端面の周方向に配設したアトマイズ流体供給路 1 2 およびガス供給路 1 3 を接続する。なお、同図では、流通路 C が外郭縁部から形成される溝になっているが、孔にすることもできる。

## 【 0 0 3 9 】

孔 A には径をほぼ同一とした油燃料供給管 6 を通すので、筒状構造物の内部であって油燃料供給管 6 の外部には環状の空間ができる。そして、周方向に配設されたアトマイズ流体供給路 1 2 を流れるアトマイズ流体が孔 B から入ると、筒状構造物の内部に流れ込み、上記環状空間を流れるようになる。また、ガスが流通路 C から入ると、上記構造物の外部に流れるようになる。上記構造物は筒状空間の内側に配設されるので、結局、上記流体は、当該筒状構造物の側部外側であって、当該筒状空間の内側を環状に流れる。

## 【 0 0 4 0 】

このように、この供給路変換器 1 5 は、周方向に複数配設される形態の供給路 1 2、1 3 を当該供給路変換器 1 5 の内部と外部とに分配できるので、遮熱空気層 3 を大きく採るためにガス燃料供給路 1 3 を周方向に配設した場合でも、パイロットノズル 1 の先端において、容易に環状の円筒間流路にスムーズに変換することができる。これにより、パイロットノズルの大部分において熱遮断効果を向上させつつ、当該ノズル先端においては、従来と同様な手法で燃料を噴射、拡散させることができる。なお、上図に示すように、孔 A を穿設等する端面外郭の大きさを、他端の外郭のよりも大きくし、その間の外郭を滑らかに変化させると、供給路から流れ込む流体をスムーズに分配することができるので設計上好ましい。

## 【 0 0 4 1 】

図 1 0 は、供給路変換器の前後におけるアトマイズ流体とガス燃料の流れを示したパイロットノズル断面図である。なお、ここでは説明の便宜上、軸心で直角に屈折する L 字型の面で切ったときの断面図を示している。同図に示すように、

アトマイズ流体は、筒体 7 の周方向に独立して配設されるアトマイズ流体供給路 1 2 から筒体端部 7 a の孔 2 1 を経て前方の供給路変換器 1 5 に流れる。そして、当該アトマイズ流体は、供給路変換器 1 5 の内側に流れ込み（白抜き矢印）、基幹部 1 8 に形成され環状の円筒間流路 1 7 にスムーズに流れる。

【 0 0 4 2 】

一方、ガス燃料は、筒体 7 の周方向に配設されるガス燃料供給路 1 3 から筒体端部 7 a の孔 2 2 を経て前方の供給路変換器 1 5 に流れる。そして、当該ガス燃料は、供給路変換器 1 5 の外側に流れ込み（黒矢印）、基幹部 1 8 の外側と前方外側円筒 1 9 との間の環状空間である円筒間流路 2 0 にスムーズに流れる。

【 0 0 4 3 】

以上、このガスタービン燃焼器のパイロットノズル 1 によれば、遮熱空気層 3 を厚く採ることができる構造を有するので、油燃料供給管内における油燃料の温度上昇を抑制することができる。したがって、油燃料が温度上昇に起因するコーキングを起こすともなくなる。また、このような構成にしても、アトマイズ流体による燃料の拡散と、ガス燃料と油燃料の切り替えまたは併用を行う、いわゆるデュアル燃料方式のパイロットノズルを構成できる。なお、この実施の形態での遮熱空気層 3 の厚さは、従来技術によるものと比べて約 3 倍ほど大きく採ることができる。

【 0 0 4 4 】

【発明の効果】

以上説明したように、この発明にかかるガスタービン燃焼器のパイロットノズル（請求項 1）によれば、筒体の周方向にアトマイズ流体供給路を設けることによって、デュアル燃料方式のパイロットノズルを構成できる。このような構造にすれば、パイロットノズルの内部において多層円筒の肉厚を考慮する必要がなくなり、その分、遮熱空気層を大きく採ることができる。これにより、油燃料供給管内における油燃料の温度上昇に起因するコーキングを防止することができる。

【 0 0 4 5 】

また、この発明にかかるガスタービン燃焼器のパイロットノズル（請求項 2）によれば、遮熱空気層を大きくとれ、油燃料供給管内における油燃料の温度上昇



に起因するコーキングを防止することができる。また、このような構成にしても、アトマイズ流体による燃料の拡散と、ガス燃料と油燃料の切り替えまたは併用を行う、いわゆるデュアル燃料方式のパイロットノズルを構成できる。

## 【 0 0 4 6 】

また、この発明にかかるガスタービン燃焼器のパイロットノズル（請求項3）によれば、遮熱空気層を大きくとれ、油燃料供給管内における油燃料のコーキングを防止することができる。また、パイロットノズルからの火炎が偏ることなく安定し、メインノズルから噴射される燃料の安定した燃焼に供することができる。

## 【 0 0 4 7 】

また、この発明にかかるガスタービン燃焼器のパイロットノズル（請求項4）によれば、ガスタービン運転中における筒体と油燃料供給管との温度差に起因する両者の伸びの差が、軸方向に拘束しない構造によって吸収される。このため、パイロットノズルの先端ノズルや各部位に縮みに起因する熱応力が発生しにくくなる。その結果、噴射ノズルおよび噴射される燃料の拡散状態にも悪影響を及ぼすことがなくなる。

## 【 0 0 4 8 】

また、この発明にかかるガスタービン燃焼器のパイロットノズル（請求項5）によれば、遮熱空気層を大きく採るために周方向に交互に均等配設されるガス燃料供給路とアトマイズ流体供給路が、スムーズに環状の円筒間流路に変換される。これにより、上記ガス燃料やアトマイズ流体の流れが偏りにくく、燃料の噴射と拡散が均等に行うことができる。したがって、全体として、外部の高熱からの悪影響を抑制できるパイロットノズルを構成することができる。

## 【 0 0 4 9 】

また、この発明にかかる供給路変換器（請求項6）によれば、周方向に複数配設される形態の供給路を当該変換器の内部と外部とに分配できるので、遮熱空気層を大きく採るために燃料供給路を周方向に配設した場合でも、パイロットノズルの先端において、容易に環状の供給路に変換することができる。これにより、パイロットノズルの大部分において熱遮断効果を向上させつつ、当該ノズル先端

においては、従来と同様な手法で燃料を噴射、拡散することができる。

【図面の簡単な説明】

【図 1】

この発明の実施の形態にかかるガスタービン燃焼器のパイロットノズルを示す構成図である。

【図 2】

油燃料供給管の熱伸びを吸収する構造の例を示す外観構成図である。(a)は、フレキを有するようにした構造であり、(b)は、フレキを有しつつ管を折り曲げた構造である。

【図 3】

油燃料供給管の形状で熱伸びを吸収する構造の例を示す外観構成図である。(a)は、部分的に円弧形状を利用した構造を示し、(b)は、U字形状を利用した構造を示す。

【図 4】

熱伸びを吸収する構造の例を示す外観構成図である。(a)は、シール材を用いた構造であり、(b)は、冷却流体を管周り全体に送り入れ等する構造であり、(c)は、冷却流体を通した細い管を張り巡らした構造である。

【図 5】

図 1 に示したパイロットノズル先端部の拡大断面図である。

【図 6】

図 5 の A - A 断面図である。

【図 7】

図 6 に示した供給路の変形例を示す断面図である。

【図 8】

図 6 に示した供給路の変形例を示す断面図である。

【図 9】

供給路変換器を示す正面図および横断面図である。

【図 10】

アトマイズ流体とガスの流れを示したパイロットノズル断面図である。

【図 1 1】

従来のガスタービン燃焼器のパイロットノズルを示す構成図である。

【図 1 2】

図 1 1 に示したノズル先端部を示す断面図である。

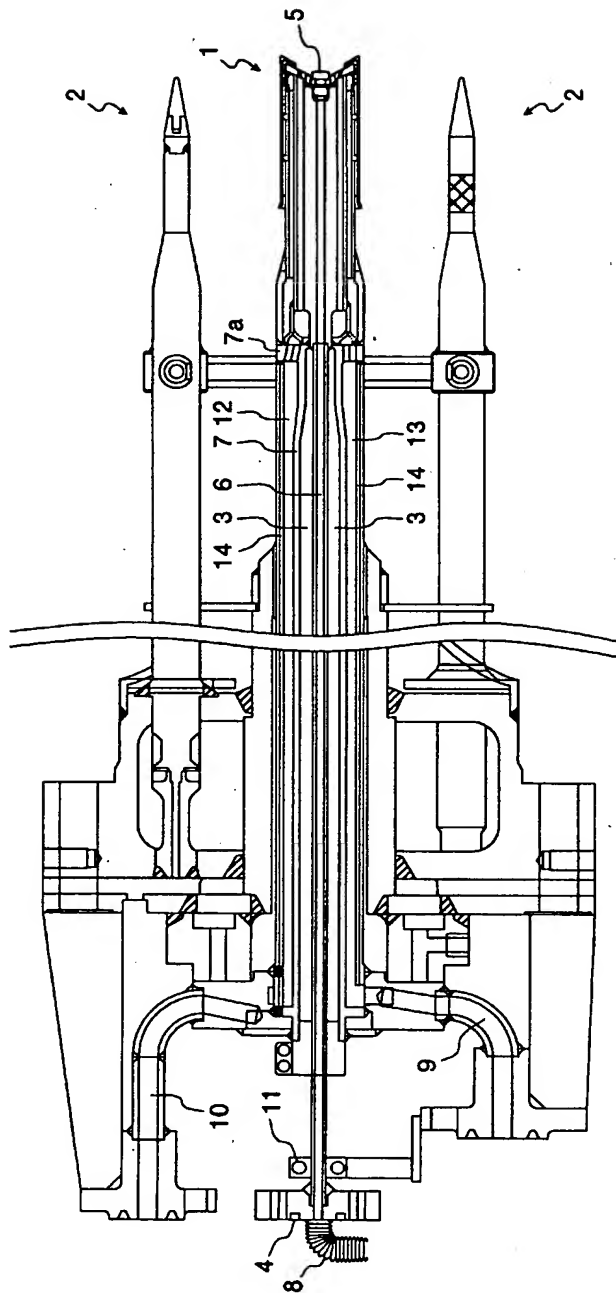
【符号の説明】

- 1、3 0   パイロットノズル
- 3、3 2、遮熱空気層
- 6、3 3   油燃料供給管
- 7、3 5   筒体
- 7 a   筒体端部
- 1 2、3 6   アトマイズ流体供給路
- 1 3、3 8   ガス燃料供給路
- 1 4   外板
- 1 5   供給路変換器
- 1 8   基幹部
- 1 9   前方外側円筒

【書類名】

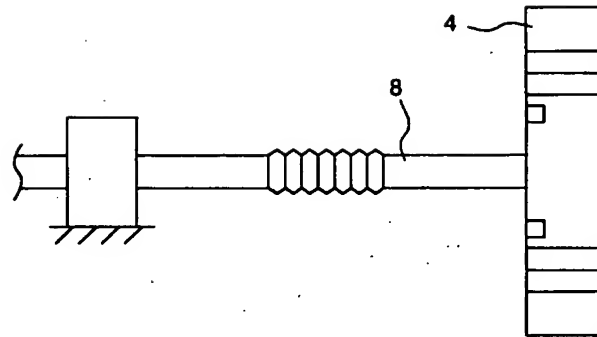
図面

【図 1】

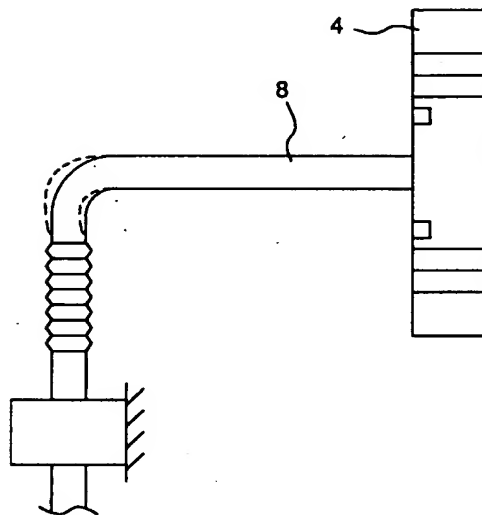


【図 2】

(a)

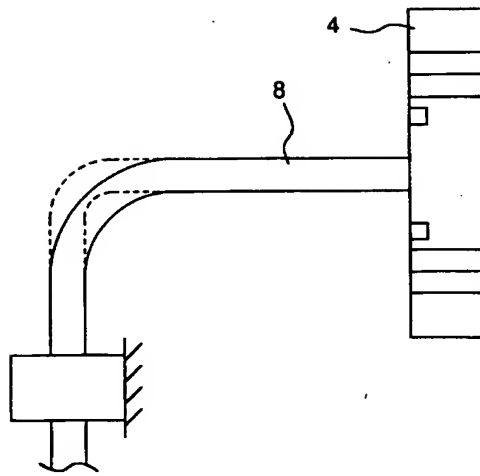


(b)

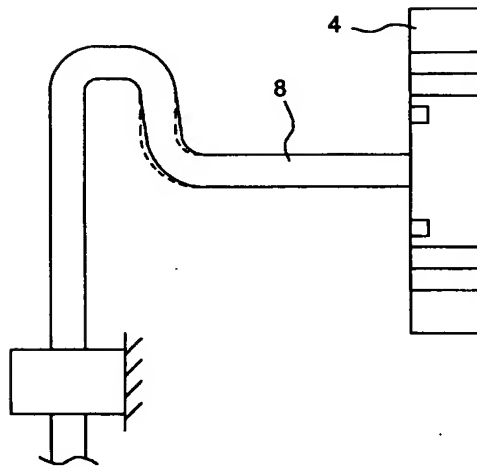


【図 3】

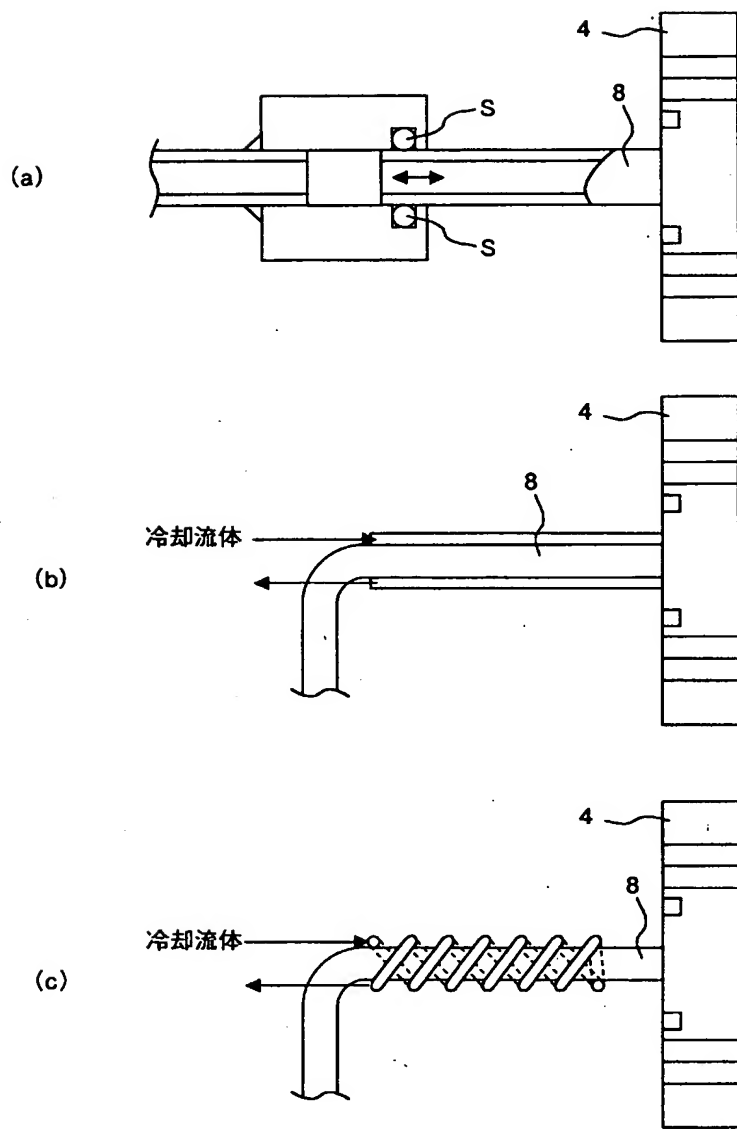
(a)



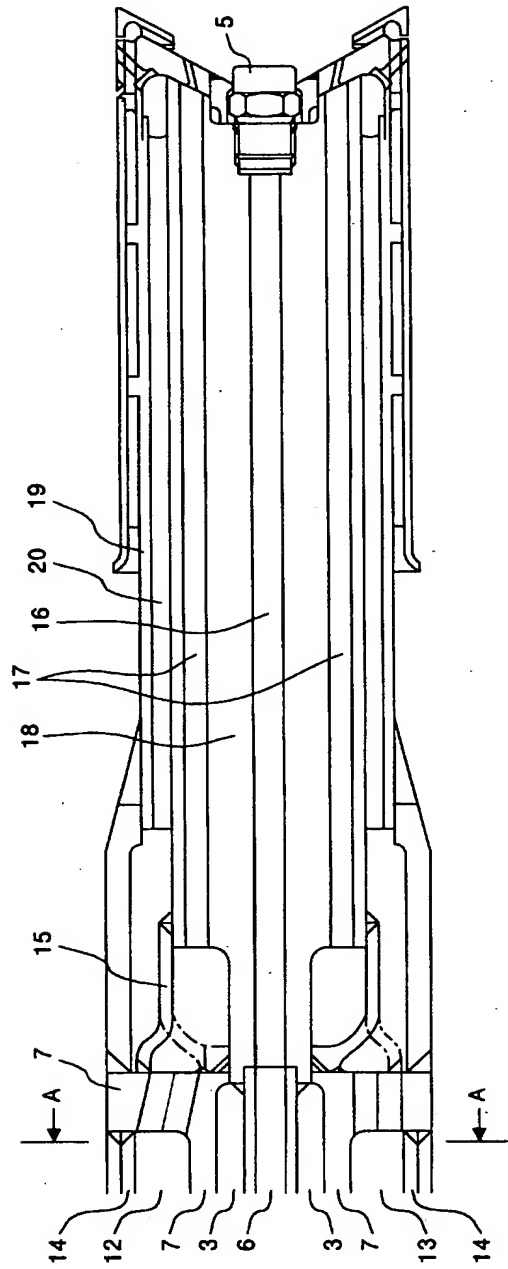
(b)



【図 4】

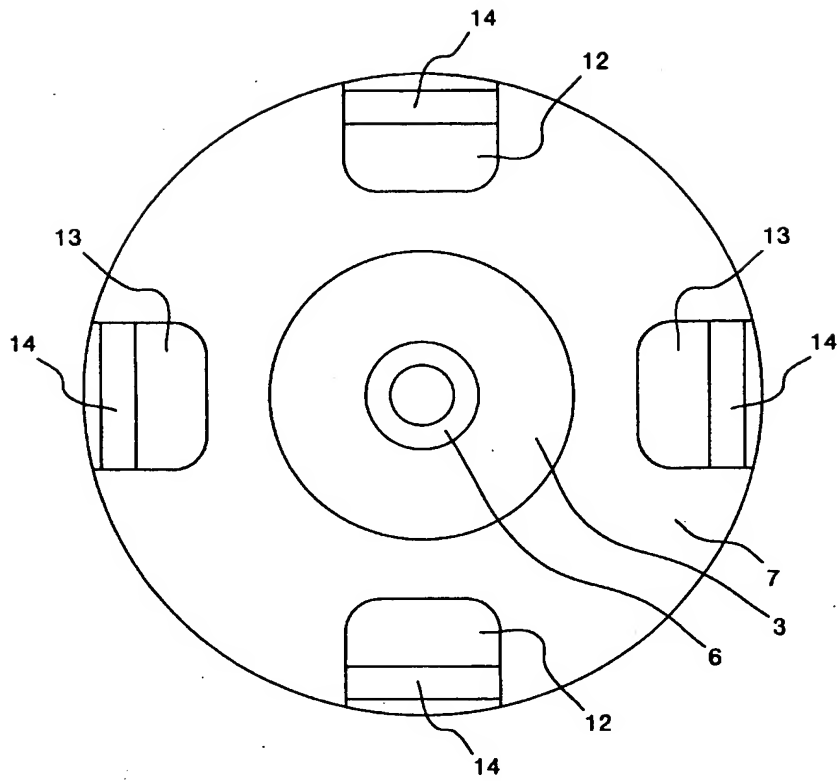


【図 5】

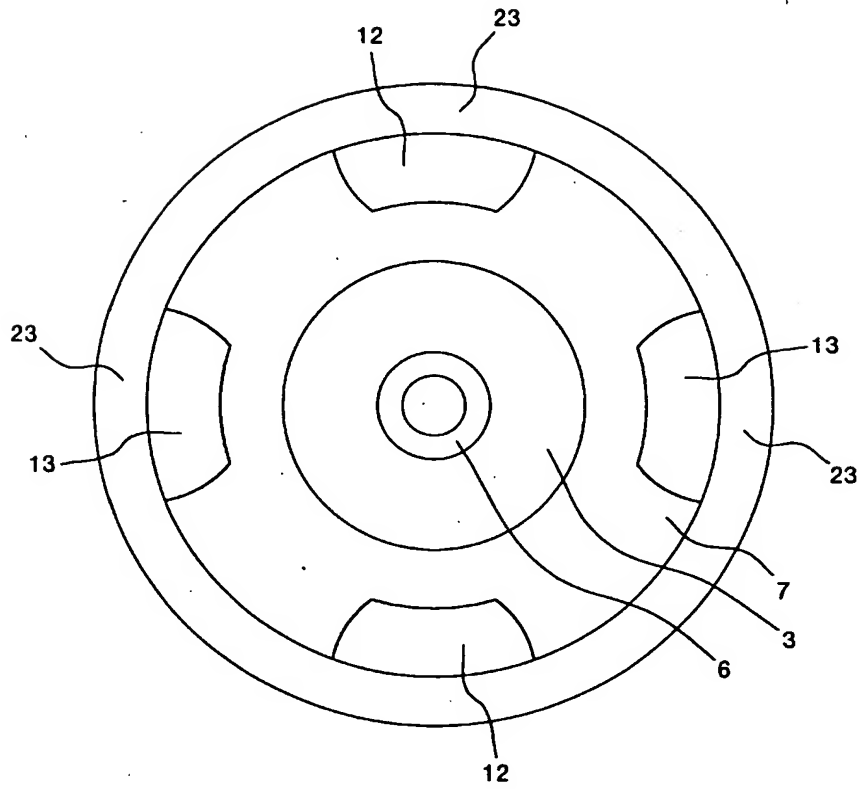




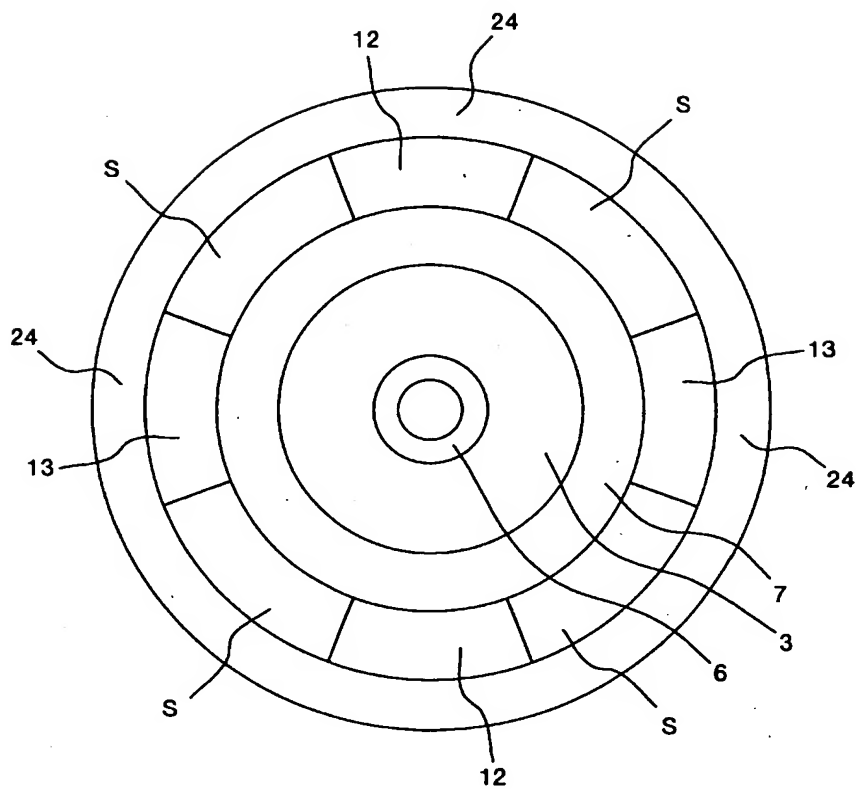
【図6】



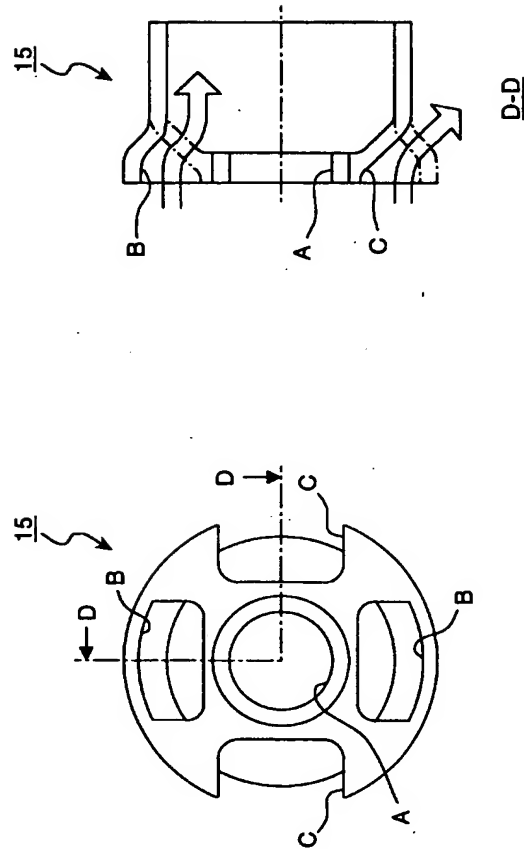
【図 7】



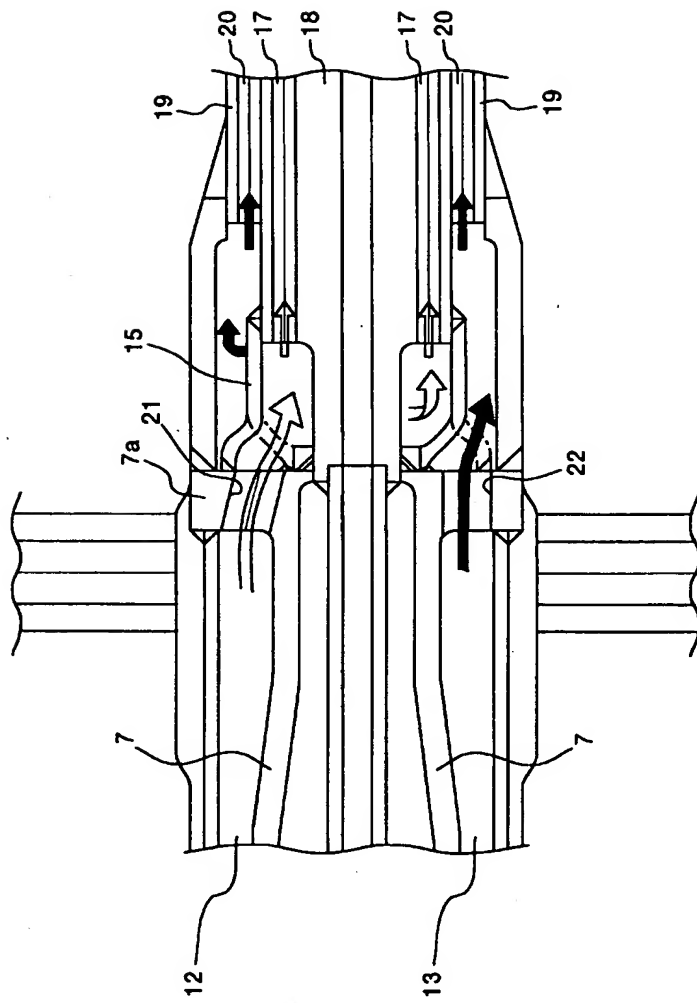
【図 8】



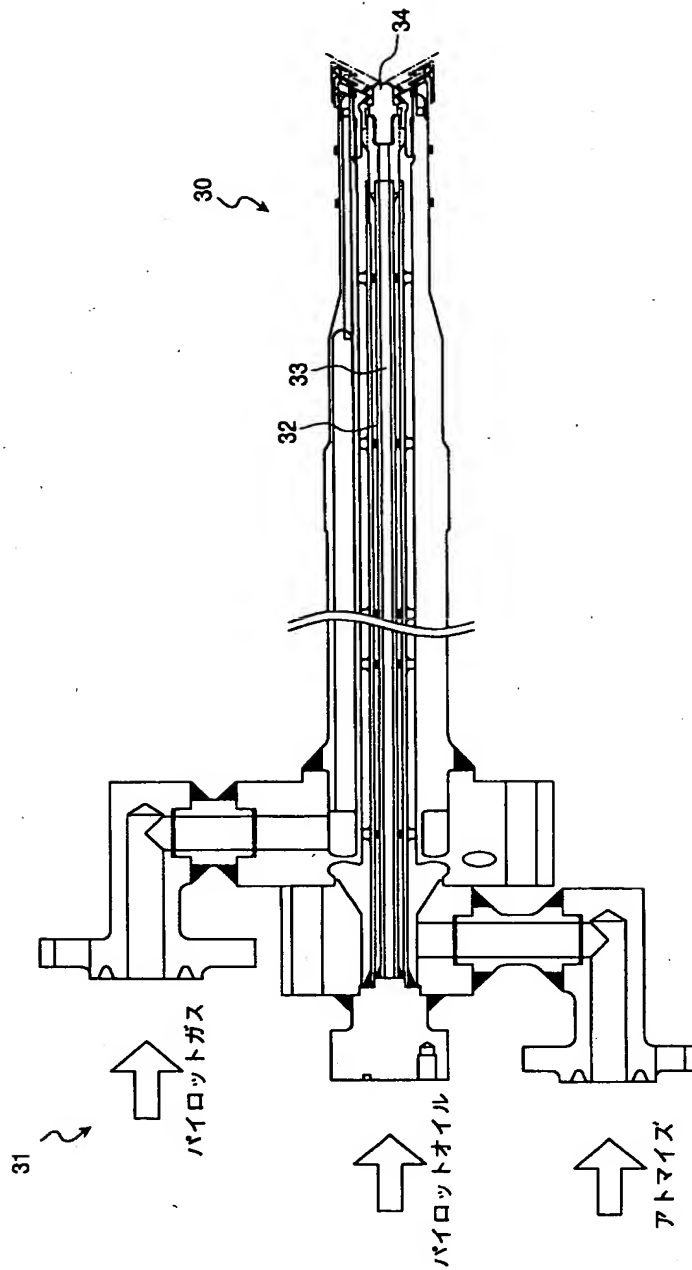
【図9】



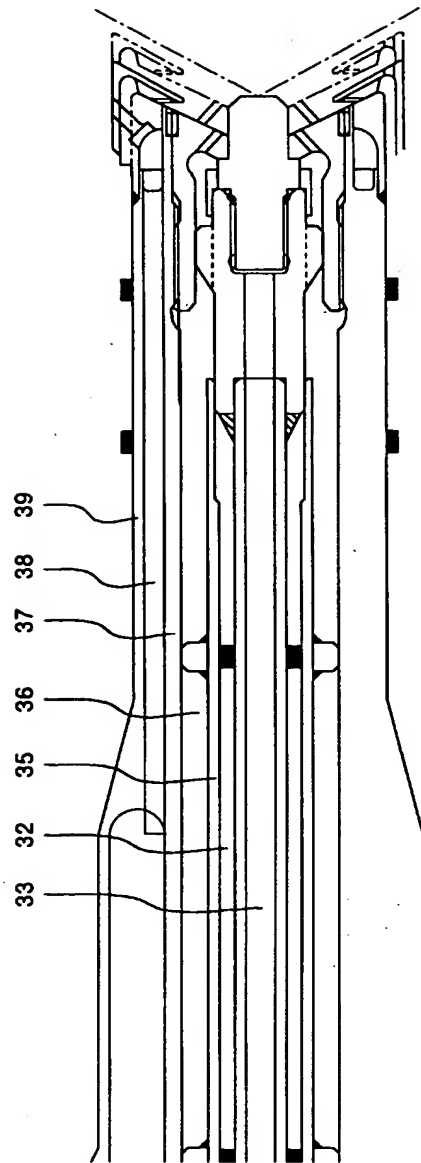
【図 1 0】



【図11】



【図 1 2】



【書類名】 要約書

【要約】

【課題】 熱伸び対策を施したガスタービン燃焼器のパイロットノズルを提供すること。

【解決手段】 このパイロットノズルでは、軸心に沿って設けられる遮熱空気層 3 の中心に油燃料供給管 6 が配設される構造を有する。遮熱空気層 3 の外側を囲む筒体 7 の周方向には、アトマイズ流体供給路 1 2 が複数配設される。また、パイロットノズルがデュアル燃料方式の場合は、上記アトマイズ流体供給路 1 2 と同様にガス燃料供給路 1 3 が筒体 7 の周方向に独立して複数配設される。また、アトマイズ流体供給路 1 2 とガス燃料供給路 1 3 は交互に均等配置される。このような構成にすれば、遮熱空気層を径方向に最大限に大きく採ることができるので、パイロットノズル外部の高熱から中心の油燃料供給管を保護することができる。

【選択図】 図 6



出 願 人 履 歴 情 報

識別番号 [000006208]

1. 変更年月日	1990年 8月10日
[変更理由]	新規登録
住 所	東京都千代田区丸の内二丁目5番1号
氏 名	三菱重工業株式会社